

⑯

Int. Cl. 2:

B 64 D 43/02

⑯ BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND

DEUTSCHES



PATENTAMT

DE 27 24 860 B 1

Behörden-eigentum

Auslegeschrift 27 24 860

⑯
⑯
⑯
⑯

Aktenzeichen: P 27 24 860.8-22
Anmeldetag: 2. 6. 77
Offenlegungstag: —
Bekanntmachungstag: 10. 8. 78

⑯

Unionspriorität:

⑯ ⑯ ⑯

—

⑯

Bezeichnung: Fahrtanzeigegerät für Flugzeuge

⑯

Anmelder: Bodenseewerk Gerätetechnik GmbH, 7770 Überlingen

⑯

Erfinder: Schänzer, Gunther, Dr.-Ing., 7770 Überlingen

⑯

Für die Beurteilung der Patentfähigkeit in Betracht gezogene Druckschriften:
DE-OS 24 30 805

1 8 0 0 4 2 4 7 1

Patentansprüche:

1. Fahrtanzeigegerät für Flugzeuge mit einer feststehenden Fahrtskala und einem über der Fahrtskala spielenden Zeiger, der durch ein vom Staudruck gesteuertes Meßwerk auslenkbar ist, dadurch gekennzeichnet, daß die Fahrtskala (12) logarithmisch und der Zeiger (20) durch das Meßwerk (94) um einen ersten Weg (9) auslenkbar ist, der linear vom Logarithmus der Fahrt (v) abhängig ist, daß zusätzlich zu der feststehenden logarithmischen Fahrtskala (12) eine bewegliche ebenfalls logarithmische Skala (16) in gleichem Maßstab wie die Fahrtskala (12) vorgesehen ist, die gegenüber der Fahrtskala (12) um einen zweiten Weg (9) verstellbar ist, der linear vom Logarithmus des maximalen Auftriebsbeiwertes (C_{Amax}) und vom Logarithmus des Fluggewichts (G) abhängt, und die lineare Abhängigkeit so gewählt ist, daß für ein bekanntes Fluggewicht und einen bekannten maximalen Auftriebsbeiwert der Skalen-

$$\frac{1}{2} (\ln 2 - \ln \varrho_0 - \ln v_a) + \frac{1}{2} \left(\ln \left(n \frac{G}{S} \right) - \ln C_{Amax} \right)$$

ist, wobei

C_{Amax} der maximale Auftriebswert,
 S die Flügelfläche,
 ϱ_0 die Luftdichte in Meereshöhe,
 n das Lastvielfache und
 v_a der Anfangswert der Fahrtskala

ist.

3. Fahrtanzeigegerät nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß der auf Änderungen der Flugzeuggeometrie ansprechende Geber einen Klappenfühler (58), einen von dem Signal (η_K) des Klappenführers (58) beaufschlagten Funktionsgeber (60) zur Erzeugung eines dem maximalen Auftriebsbeiwert (C_{Amax}) proportionalen Signals als Funktion des Klappenfühler-Signals (η_K) und ein von dem besagten Funktionsgeber-Signal beaufschlagtes Logarithmierglied (106) enthält.

4. Fahrtanzeigegerät nach Anspruch 2 oder 3, dadurch gekennzeichnet, daß der Stellmechanismus einen Differenzverstärker (108) enthält, dem das dem Logarithmus des maximalen Auftriebsbeiwertes (C_{Amax}) und das dem Logarithmus der effektiven Flächenbelastung ($\frac{nG}{S}$) proportionale Signal zugeführt werden, und einen Summierverstärker (114), dem das mit dem Faktor 0,5 versehene Ausgangssignal des Differenzverstärkers sowie ein festes aber justierbares Signal (U_0) zugeführt wird, welches proportional zu

$$\frac{1}{2} (\ln 2 - \ln \varrho_0) - \ln v_a$$

ist, sowie einen vom Ausgang des Summierverstärkers (114) gesteuerten Stellmotor (116) zur Verstellung der beweglichen Skala.

5. Fahrtanzeigegerät nach Anspruch 4, dadurch gekennzeichnet, daß ein Signal, das dem Staudruck (q) proportional ist, auf ein elektrisches Logarithmierglied (88) geschaltet ist, dessen Aus-

gang der beweglichen Skala (16) mit dem der zugehörigen Abreißgeschwindigkeit entsprechenden Punkt der Fahrtskala (12) fluchtet, wobei an der beweglichen Skala (16) das Verhältnis (k) von Fahrt (v) zu Abreißgeschwindigkeit (v_r) ablesbar ist.

2. Fahrtanzeigegerät nach Anspruch 1, gekennzeichnet durch einen Flächenbelastungsgeber (78, 110), der ein den Logarithmus der effektiven Flächenbelastung (g_s) wiedergebendes Signal liefert, einen auf Änderungen der Flugzeuggeometrie ansprechenden Geber (38, 60, 106), der ein den Logarithmus des maximalen Auftriebsbeiwertes (C_{Amax}) wiedergebendes Signal liefert und einen von den Signalen der beiden Geber beaufschlagten Stellmechanismus (108, 112, 114, 116), der die bewegliche Skala (16) um den besagten zweiten Weg verstellt, der proportional zu

$$\left(\frac{1}{2} [\ln 2 - \ln \varrho_0] - \ln v_a \right)$$

überlagert wird und der Ausgang des Summierverstärkers (92) das Meßwerk (94) für den Zeiger (20) beaufschlägt.

6. Fahrtanzeigegerät nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, daß der Zeiger (20) um eine Zeigerachse (18) beweglich und die Fahrtskala (12) eine ringförmige äußere Skala konzentrisch zu der Zeigerachse (18) ist und daß die bewegliche Skala (16) konzentrisch innerhalb der feststehenden äußeren Skala und um die Zeigerachse (18) verdrehbar angeordnet ist.

7. Fahrtanzeigegerät für Flugzeuge nach Anspruch 6, dadurch gekennzeichnet, daß mit dem Zeiger (20) eine Abdeckung (24) verbunden ist, welche den größten Teil der beweglichen Skala (16) abdeckt und mit dem Fenster (26) versehen ist, das einen begrenzten Bereich der beweglichen Skala (16) um den Zeiger (20) herum frei läßt.

8. Fahrtanzeigegerät nach einem der Ansprüche 1 bis 7, dadurch gekennzeichnet, daß an der Fahrtskala (12) ein Sollwertzeiger vorgesehen ist, daß an dem Fahrtanzeigegerät ein Sollwert des Auftriebsbeiwertes (C_{Asoll}) mittels eines Sollwertgebers (56) einstellbar ist und daß ein Rechner (Fig. 2) vorgesehen ist, der von dem Signal des Sollwertgebers (56), dem Signal der Auftriebswert-Meßvorrichtung (54) und einem dem Staudruck (q) proportionalen Signal von einem Staudruckmesser (52) beaufschlagt ist und der einen Sollwert des Staudrucks wiedergebendes Ausgangssignal (q_{soll}) liefert, von welchem der Sollwertzeiger (48) steuerbar ist.

9. Fahrtanzeigegerät nach Anspruch 8, dadurch gekennzeichnet, daß an einem Summationspunkt (62) das Signal ($C_{A,0}$) des Sollwertgebers (56) dem Signal (C_A) der Meßeinrichtung (34) für den Auftriebsbeiwert entgegengeschaltet ist, daß das erhaltene Differenzsignal (ΔC_A) als Zählergröße an einem Eingang eines ersten Quotientenbildners (63) anliegt, auf dessen anderen Eingang das Signal ($C_{A,0}$) des Sollwertgebers (56) geschaltet ist, daß der Ausgang des ersten Quotientenbildners (63) an einem Eingang eines Multipliziergliedes (64) anliegt, auf dessen anderen Eingang der Ausgang eines zweiten Quotientenbildners (66) geschaltet ist, daß der Ausgang des Multipliziergliedes (64) an einem Summationspunkt (68) dem Signal (q) des Staudruckmessers (52) überlagert ist, daß dem so erhaltenen Signal (q_{sof}) an einem Summationspunkt (70) das Ausgangssignal ($q_{sof,1}$) des zweiten Quotientenbildners (66) zur Bildung eines Anzeigefehlersignals (Δq_s) entgegengeschaltet ist, daß das Anzeigefehlersignal (Δq_s) einmal direkt und einmal über einen Integrator (74) auf zwei Eingänge eines Summierverstärkers (78) geschaltet ist, an dessen dritten Eingang ein den wahrscheinlichen Wert der effektiven Flächenbelastung q_{sm} darstellendes festes Signal anliegt, daß das Ausgangssignal des Summierverstärkers (78) als Zählergröße an einem Eingang des zweiten Quotientenbildners (66) anliegt, auf dessen anderen Eingang das Signal ($C_{A,0}$) des Sollwertgebers (56) geschaltet ist, und daß das Ausgangssignal des zweiten Quotientenbildners (66) einen Stellmechanismus (104) für den Sollwertzeiger (48) steuert.

10. Fahrtanzeigegerät nach Anspruch 8, dadurch gekennzeichnet, daß zur Bildung eines die effektive Flächenbelastung wiedergebenden Signals der Ausgang (C_A) der Meßvorrichtung für den Auftriebsbeiwert und das Signal (q) von dem Staudruckmesser an einem Multiplizierglied anliegen, welches die effektive Flächenbelastung g_s näherungsweise als Ausgangssignal

$$g_s = g_{sm} = C_A \cdot q$$

liefert.

11. Fahrtanzeigegerät nach Anspruch 10, dadurch gekennzeichnet, daß das besagte Ausgangssignal g_s auf ein elektrisches Logarithmierglied (98) geschaltet ist, dessen Ausgang multipliziert mit einem Faktor 0,5 an einem Eingang eines Summierverstärkers (102) anliegt, auf dessen anderen Eingang ein durch den Skalenanfang (v_s) und die mittlere Luftdichte am Boden (ρ_0) bestimmtes konstantes oder fest einstellbares Signal

$$\left(\frac{1}{2} [\ln 2 - \ln \rho_0] - \ln v_s \right)$$

60 anliegt und dessen Ausgang den Stellmechanismus (104) des Sollwertzählers (48) beaufschlägt.

12. Fahrtanzeigegerät nach Anspruch 9 oder 10, dadurch gekennzeichnet, daß der Ausgang des Summierverstärkers (78) an einem Eingang eines zweiten Multipliziergliedes (80) anliegt, an dessen anderem Eingang ein der Normalbeschleunigung (\ddot{z}) längs der Hochachse des

Flugzeugs proportionales Signal anliegt, wobei der Ausgang des Multipliziergliedes (80) dem Fluggewicht (G) proportional ist.

13. Fahrtanzeigegerät nach Anspruch 2 und 12, dadurch gekennzeichnet, daß der Flächenbelastungsgeber von dem Ausgang des Summierverstärkers (78) bzw. Multipliziergliedes (118) in Verbindung mit einem nachgeschalteten Logarithmierglied (110) gebildet wird.

14. Fahrtanzeigegerät nach einem der Ansprüche 8 bis 13, dadurch gekennzeichnet, daß an dem Instrument Betriebsartenschalter vorgesehen sind, durch welche wahlweise nachstehende Betriebsarten vorgebar und ein zugehöriger interner Regelkreis (124, 126, 128, 130, 132) einschaltbar ist, durch welchen der Sollwertzeiger automatisch auf einen der Betriebsart entsprechenden Fahrtssollwert eingestellt wird:

- (a) Einhaltung einer vorgegebenen Machzahl,
- (b) Einhaltung einer vorgegebenen Fahrt,
- (c) Einhaltung eines vorgegebenen Sicherheitsabstandes von der Abreißgeschwindigkeit,
- (d) Fliegen mit größtem Bahnwinkel,
- (e) Fliegen mit größter Steiggeschwindigkeit.

15. Fahrtanzeigegerät nach Anspruch 14, dadurch gekennzeichnet, daß an einem Stellmechanismus für den Sollwertzeiger (48) ein durch den Skalenanfang (v_s) und die mittlere Luftdichte (ρ_0) in Meereshöhe bestimmtes konstantes oder fest einstellbares Signal

$$\left(\frac{1}{2} [\ln 2 - \ln \rho_0] - \ln v_s \right)$$

sowie über eine Anordnung von sich gegenseitig verriegelnden Schaltern wahlweise eines der folgenden Signale anliegt:

- (a) das durch ein Logarithmierglied (136) logarithmierte Ausgangssignal eines Machzahl-Sollwertgebers (42'), dem ein dem statischen Druck in der Flughöhe entsprechendes, von einem Druckgeber (140) geliefertes, durch ein Logarithmierglied (142) logarithmiertes und mit dem Faktor 0,5 aufgeschaltetes Signal sowie ein konstantes Signal entsprechend

$$\frac{1}{2} (\ln x - \ln 2)$$

überlagert ist, wobei x der Isotropenexponent der Luft ist,

- (b) ein der kommandierten Fahrt entsprechendes Signal von einem Fahrtssollwertgeber (40'), das durch ein Logarithmierglied (146) logarithmiert wird und dem ein konstantes Signal entsprechend

$$U_0 = \frac{1}{2} (\ln 2 - \ln \rho_0) - \ln v_s$$

- (c) ein dem kommandierten Verhältnis (k_{sof}) von Fahrt zu Abreißgeschwindigkeit entsprechendes Signal von einem α -Wertgeber (38'), das durch ein Logarithmierglied (158) logarithmiert

wird und dem ein durch ein weiteres Logarithmenglied (106) logarithmiertes und mit einem Faktor 0,5 aufgeschaltetes, den maximalen Auftriebsbeiwert ($C_{A_{max}}$) wiedergebendes Signal entgegengeschaltet und ein dem Logarithmus der effektiven Flächenbelastung (g_x) entsprechendes, mit einem Faktor 0,5 aufgeschaltetes Signal überlagert ist,

(d) ein festes Signal von einem ersten Signalgeber (150), das einem dem steilsten Bahnwinkel zugeordneten kommandierten Auftriebsbeiwert ($C_{A_{max}}$) entspricht, das durch ein Logarithmenglied (152) logarithmiert wird und dem ein dem Logarithmus der effektiven Flächenbelastung (g_x) entsprechendes Signal entgegengeschaltet ist, wobei das resultierende Signal mit einem Faktor 0,5 aufgeschaltet wird, oder

(e) ein festes Signal von einem zweiten Signalgeber, das einem der größten Steiggeschwindigkeit zugeordneten kommandierten Auftriebsbeiwert ($C_{A_{max}}$) entspricht, das durch ein Logarithmenglied logarithmiert wird und dem ein dem Logarithmus der effektiven Flächenbelastung (g_x) entsprechendes Signal entgegengeschaltet ist, wobei das resultierende Signal mit einem Faktor 0,5 aufgeschaltet wird.

Die Erfindung betrifft ein Fahrtanzeigegerät für Flugzeuge mit einer feststehenden Fahrtsskala und einem über der Fahrtsskala spielenden Zeiger, der durch ein vom Staudruck gesteuertes Meßwerk auslenkbar ist.

Zur Anzeige des aerodynamischen Strömungszustandes wird bei Flugzeugen üblicherweise die Fahrt v (in Knoten) benutzt, die aus einer Staudruckmessung abgeleitet wird. Die Fahrtmessung wird beispielsweise benötigt, um eine von der Flugsicherung vorgeschriebene Geschwindigkeit einzuhalten, oder bei bestimmten Flugmanövern wie der Waffenablieferung. Die Fahrt muß unterhalb eines bestimmten kritischen Wertes gehalten werden, um den Staudruck aus Gründen der Strukturfestigkeit und des Flatterns zu begrenzen. Nach diesen Kriterien wird am Fahrtmesser ein Sollwert eingestellt und manuell oder automatisch geregelt.

Die Fahrt muß mit Sicherheit oberhalb eines kritischen Wertes, der »Abreißgeschwindigkeit« v_s liegen, bei welcher die Strömung abreißt und der Auftrieb schlagartig wegfällt. Die Abreißgeschwindigkeit v_s ist abhängig von der Geometrie des Flugzeuges, also beispielsweise von der Stellung der Landeklappen, und vom Flugzeuggewicht G . Sie stellt also keinen konstanten Wert dar, sondern muß vom Piloten unter Berücksichtigung des Fluggewichts G bestimmt werden. Das beansprucht den Piloten in unerwünschter Weise und kann in kritischen Situationen zu schwerwiegenden Fehlsteuerungen führen.

Eine andere Größe, die unabhängig vom Fluggewicht den aerodynamischen Strömungszustand eindeutig wiedergibt, ist der Auftriebsbeiwert C_A . Dieser Auftriebsbeiwert hängt vom Anstellwinkel und von der Klappenstellung ab. Der Auftrieb des Flugzeugs ist gleich Staudruck mal Auftriebsbeiwert mal Flügelfläche. Je höher der Auftriebsbeiwert C_A ist, je größer also z. B. der Anstellwinkel wird, desto kleiner kann der Staudruck und damit die Fahrt werden, ohne daß sich

das Gleichgewicht zwischen Auftrieb und Fluggewicht ändert.

Durch einen Auftriebsbeiwert lassen sich eindeutig aerodynamische Strömungszustände festlegen, durch die jeweils eines der nachstehenden Kriterien erfüllt wird: maximaler Steigwinkel, größte Steiggeschwindigkeit, steilstes Sinken, größte Reichweite, minimaler Treibstoffverbrauch, engste Kurvenradien oder niedrigste zulässige Fahrt (Fluggeschwindigkeit). Bei einem bestimmen Wert $C_{A_{max}}$ des Auftriebsbeiwertes, der aber anders als die Abreißgeschwindigkeit unabhängig vom Fluggewicht ist, erfolgt wieder das Abreißen der Strömung. Wenn der aerodynamische Strömungszustand nur durch die Fahrt angezeigt wird, muß der Pilot auch in den vorgenannten Fällen wieder über das schwierig zu ermittelnde Fluggewicht mit Hilfe seines Flughandbuchs die zugehörige Fahrt ermitteln.

Es ist bekannt, den Auftriebsbeiwert C_A unmittelbar zu messen und anzuzeigen (DE-OS 24 30 805). Es ist auch bekannt, den Anstellwinkel zu messen, der eindeutig mit dem Auftriebsbeiwert zusammenhängt. Diese Messung und Anzeige des Auftriebsbeiwertes oder Anstellwinkels ist von besonderer Bedeutung bei Kampfflugzeugen.

Für Auftriebsbeiwert oder Fahrt können Sollwerte entsprechend den jeweiligen Erfordernissen vorgegeben und manuell oder automatisch eingehalten werden.

In der Praxis bringt die getrennte Anzeige von Fahrt und Auftriebsbeiwert oder Anstellwinkel und das Erfordernis des abwechselnden Ablesens für den Piloten Adoptionsprobleme mit sich. Das gilt insbesondere, weil sich diese beiden Größen gegensinnig ändern: Eine Verringerung der Fahrt bewirkt eine Vergrößerung des Anstellwinkels und damit des Auftriebsbeiwertes.

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, ein Flugzeuginstrument zu schaffen, das gleichzeitig sowohl die Fahrt als auch eine dem Auftriebsbeiwert entsprechende Größe in anschaulicher, für den Piloten bequemer Weise anzeigt, wobei nach Vorgabe eines gewünschten Auftriebsbeiwertes ein Sollwertzeiger für die Fahrtanzeige automatisch auf den zugeordneten Fahrtswert eingestellt und bei Veränderungen diesem nachgeführt wird.

Erfundengemäß wird ein Fahrtanzeigegerät der eingangs definierten Art so ausgebildet, daß die Fahrtsskala logarithmisch und der Zeiger durch das Meßwerk um einen ersten Weg auslenkbar ist, der linear vom Logarithmus der Fahrt abhängig ist, daß zusätzlich zu der feststehenden logarithmischen Fahrtsskala eine bewegliche ebenfalls logarithmische Skala in gleichem Maßstab wie die Fahrtsskala vorgesehen ist, die gegenüber der Fahrtsskala um einen zweiten Weg verstellbar ist, der linear vom Logarithmus des maximalen Auftriebsbeiwertes und vom Logarithmus des Fluggewichts abhängt, und die lineare Abhängigkeit so gewählt ist, daß für ein bekanntes Fluggewicht und einen bekannten maximalen Auftriebsbeiwert der Skalenanfang der beweglichen Skala mit dem der zugehörigen Abreißgeschwindigkeit entsprechenden Punkt der Fahrtsskala fluchtet, wobei an der beweglichen Skala das Verhältnis von Fahrt zu Abreißgeschwindigkeit ablesbar ist.

Es sind dann zwei Skalen vorhanden, von denen die eine feststehende die übliche Fahrtsskala ist und von denen die andere bewegliche in Werten des Verhältnisses v/v_s von Fahrt und Abreißgeschwindigkeit geteilt ist. Die bewegliche Skala stellt sich in Abhängigkeit von dem der jeweiligen Flugzeuggeometrie (z. B. Lande-

klappenstellung) entsprechenden maximalen Auftriebsbeiwert $C_{A_{max}}$ dem Fluggewicht G und dem Lastvielfachen ein. Die Justage ist so, daß für irgendeinen bekannten aerodynamischen Strömungszustand mit bekanntem Fluggewicht, bekannter Klappenstellung und Flügelgeometrie und dementsprechend bekannter Abreißgeschwindigkeit v_s der dem Wert $v/v_s - 1$ entsprechende Punkt der beweglichen Skala auf dem dieser Abreißgeschwindigkeit entsprechenden Punkt der festen Skala steht. Der Zeiger zeigt dann über der festen Skala die Fahrt und über der beweglichen Skala das Verhältnis von Fahrt und Abreißgeschwindigkeit an. Ändert sich, ausgehend von diesem bekannten aerodynamischen Strömungszustand die Flugzeuggeometrie und damit der maximale Auftriebsbeiwert $C_{A_{max}}$ beispielsweise beim Ausfahren der Landeklappen, so bringt das eine Verstellung der beweglichen Skala mit sich. Durch die logarithmische Charakteristik des Zeigermeßwerkes und die dadurch bedingte logarithmische Teilung der feststehenden Skala und durch die ebenfalls logarithmische Verstellcharakteristik der beweglichen Skala, die ebenfalls logarithmisch geteilt ist, wird sichergestellt, daß auch bei diesen Änderungen der $v/v_s - 1$ -Punkt der beweglichen Skala stets auf dem der jeweiligen Abreißgeschwindigkeit entsprechenden Punkt der feststehenden Skala steht und daß der Zeiger über der beweglichen Skala stets richtig das Verhältnis von Fahrt und jeweiliger Abreißgeschwindigkeit anzeigt.

Aus den eingangs erwähnten Gründen ist es in vielen Fällen vorteilhaft, einen bestimmten Auftriebsbeiwert $C_{A_{sol}}$ vorzugeben, der beispielsweise in einem vorgegebenen Sicherheitsabstand von dem maximalen Auftriebsbeiwert liegt, und die Fahrt so zu regeln, daß dieser Auftriebsbeiwert gehalten wird.

In weiterer Ausbildung der Erfindung wird dies dadurch ermöglicht, daß an der Fahrtskala ein Sollwertzeiger vorgesehen ist, daß an dem Fahrtanzeiginstrument ein Sollwert des Auftriebsbeiwertes mittels eines Sollwertgebers einstellbar ist und daß ein Rechner vorgesehen ist, der von dem Signal des Sollwertgebers, dem Signal der Auftriebsbeiwert-Meßvorrichtung und einem dem Staudruck proportionalen Signal von einem Staudruckmesser beaufschlagt ist und der ein den Sollwert des Staudrucks wiedergebendes Ausgangssignal liefert, von welchem der Sollwertzeiger steuerbar ist.

Weitere Ausgestaltungen der Erfindung sind Gegenstand von Unteransprüchen.

Die Erfindung ist nachstehend an einem Ausführungsbeispiel unter Bezugnahme auf die zugehörigen Zeichnungen näher erläutert:

Fig. 1 ist eine Vorderansicht eines nach der Erfindung ausgebildeten Fahrtanzeigelinstruments für Flugzeuge;

Fig. 2 ist ein zugehöriges Blockschaltbild;

Fig. 3 zeigt die verschiedenen internen Regelkreise.

Das Fahrtanzeigelinstrument von Fig. 1 enthält eine Frontplatte 10 mit einer ringförmigen festen Skala 12 zur Anzeige der Fahrt in Knoten. Die Skala 12 ist logarithmisch geteilt und erstreckt sich in dem dargestellten Ausführungsbeispiel von 70 Knoten bis 400 Knoten. Eine Marke 14 ist in üblicher Weise im Bereich zwischen 250 und 300 Knoten angebracht, welche eine Höchstgeschwindigkeit angibt, die aus Stabilitätsgründen nicht überschritten werden sollte. Konzentrisch innerhalb der festen äußeren Fahrtsskala 12 ist eine innere Skala 16 angeordnet, die um ihren

Mittelpunkt und den der Fahrtsskala 12 drehbeweglich ist. Durch diesen Mittelpunkt verläuft die Achse 18 eines Zeigers 20 der über den beiden Skalen 12 und 16 spielt. Mit dem Zeiger 20 ist eine Scheibe 22 verbunden, die einen undurchsichtigen Teil 24 und ein durchsichtiges Fenster 26 aufweist. Der undurchsichtige Teil 24 deckt den größten Teil der inneren Skala 16 ab. Nur ein begrenzter Abschnitt dieser Skala um den Zeiger 20 herum ist durch das Fenster 26 sichtbar.

10 Auf dem unteren Teil der Frontplatte sind ein Digitalanzeiger 28 für das Flugzeuggewicht, ein Digitalanzeiger 30 für einen Sollwert des Verhältnisses v/v_s von Fahrt zu Abreißgeschwindigkeit, ein Digitalanzeiger 32 für einen Sollwert v_c der Fahrt, ein Digitalanzeiger 34 für die Machzahl und ein Digitalanzeiger 36 für eine kommandierte Machzahl angeordnet. Unterhalb der Digitalanzeiger 30, 32 und 36 befinden sich kombinierte Tasten und Stellknöpfe 38, 40 bzw. 42 zur Einstellung der jeweiligen Sollwerte. Auf der linken Seite der Frontplatte 10 sind zwei Tasten 44 und 46 vorgesehen, mit denen sich typische, für einen Flugzeugtyp nur in Abhängigkeit von Auftriebsklappenstellung und Schub veränderliche Flugzustände einstellen lassen. Durch die Taste 46 wird der $C_{A_{sol}}$ -Wert eingestellt, mit dem der größtmögliche Bahnwinkel erreicht wird. Durch die Taste 44 wird der $C_{A_{sol}}$ -Wert eingestellt, mit dem die größtmögliche Steiggeschwindigkeit (zeitliche Höhenänderung) erreicht wird.

Bevor die Steuerung des Zeigers 20 und der beweglichen Skala 16 in Abhängigkeit von den Meßgrößen Auftriebsbeiwert C_A und Staudruck q im einzelnen beschrieben wird, ist es erforderlich, die Zusammenhänge zwischen den verschiedenen Größen zu untersuchen.

35 Es werden nachstehend die benutzten Bezeichnungen aufgeführt. Es bedeuten:

A	— Auftrieb,
C_A	— Auftriebsbeiwert,
G	— Fluggewicht,
g	— Erdbeschleunigung,
S	— Flügelfläche,
n	— Lastvielfaches,
g_s	— effektive Flächenbelastung $\frac{nG}{S}$,
v	— Fahrt (Fluggeschwindigkeit),
k	— Verhältnis von Fahrt zu Abreißgeschwindigkeit,
q	— Staudruck,
r	— Regelkreiskonstanten,
T	— Zeitkonstante,
ρ_0	— Luftdichte in Meereshöhe,
ρ	— Luftdichte,
v_{IAS}	— angezeigte Geschwindigkeit,
v_{TAS}	— wahre Geschwindigkeit,
x	— Isotropenexponent der Luft,
$p(h)$	— statischer Luftdruck in der Höhe h ,

Es werden folgende Indizes verwendet:

60 A	— Auftrieb,
S	— Abreißzustand (Stall),
max	— Maximalwert,
$soll$	— Sollwert,
$soll/r$	— errechneter Sollwert,
65 c	— kommandierter Wert.

Oberhalb eines bestimmten Auftriebsbeiwertes $C_{A_{max}}$ reißt die Strömung am Flügel ab. Die zugehörige

kritische Fluggeschwindigkeit ist die Abreißgeschwindigkeit v_s . Der zu dieser Abreißgeschwindigkeit gehörende Staudruck q_s ergibt sich aus

$$q_s = \frac{\rho_0}{2} v_s^2. \quad (1)$$

Der Zusammenhang zwischen Auftrieb A , Fluggewicht G , Lastvielfachem n und Flügelfläche S ist gegeben durch

$$A = n G = q C_A \cdot S, \quad (2)$$

wobei sich für den Abreißzustand ergibt

$$n G = q_s C_{A_{max}} \cdot S. \quad (2a)$$

$$v_s = \sqrt{\frac{2}{\rho_0} \frac{G}{S} \cdot n \frac{1}{C_{A_{max}}}}. \quad (3)$$

Die Fahrt v kann als ein Vielfaches der Abreißgeschwindigkeit v_s definiert werden:

$$v = k \cdot v_s. \quad (4)$$

Entsprechend Gleichung (1), (2) und (4) gilt

$$A = n G = \frac{\rho_0}{2} k^2 v^2 C_A = \frac{\rho_0}{2} v_s^2 C_{A_{max}} \cdot S. \quad (5)$$

Daraus folgt:

$$C_A = \frac{1}{k^2} C_{A_{max}}. \quad (5a)$$

Das bedeutet folgendes: Der maximale Auftriebsbeiwert $C_{A_{max}}$ ist eine für ein bestimmtes Flugzeug bekannte Größe, die sich nur in Abhängigkeit von Klappenstellung, Machzahl und Flügelgeometrie ändert. Demnach ist die Größe k , also das Verhältnis v/v_s von Fahrt und Abreißgeschwindigkeit dem Auftriebsbeiwert analog.

Die Fahrtskala 12 ist logarithmisch geteilt, und der Zeigerausschlag ist dementsprechend proportional dem Logarithmus der Fahrt, wobei der Skalenanfang einer bestimmten Fahrt v_a von beispielsweise 70 Knoten entspricht. Der Zeigerausschlag α in Abhängigkeit von der Fahrt v , und damit die Skalenteilung, ist somit gegeben durch

$$\alpha = a (\ln v - \ln v_a), \quad (6)$$

wobei a ein Proportionalitätsfaktor ist und »ln« den natürlichen Logarithmus bedeutet.

Entsprechend gilt für den der Abreißgeschwindigkeit v_s zugeordneten Zeigerausschlag

$$\alpha = a (\ln v_s - \ln v_a). \quad (6a)$$

Die bewegliche innere Skala 16 ist in Werten von $k = v/v_s$ logarithmisch geteilt. Sie beginnt mit $k=1$, und die den verschiedenen k -Werten zugeordneten Skalenstriche sind gegenüber dem Anfangspunkt der Skala (» $k=1$ -Punkt«) um

$$\alpha = a \ln k \quad (7)$$

(mit dem gleichen Proportionalitätsfaktor wie die erste

Skala) winkelversetzt. Steht dann z. B. der » $k=1$ «-Punkt der beweglichen Skala 16 auf der 100-Knoten-Marke der Fahrtskala 12, dann ist der » $k=1,1$ «-Punkt der beweglichen Skala in Deckung mit der 110-Knoten-Marke der Fahrtskala 12. Steht der » $k=1$ «-Punkt der beweglichen Skala 16 auf der 120-Knoten-Marke, dann ist entsprechend der » $k=1,1$ «-Punkt in Deckung mit einem der Fahrt 132 Knoten entsprechenden Stelle der Fahrtskala.

Diese bewegliche innere Skala wird nun mit dem » $k=1$ «-Punkt gegenüber dem Skalenanfang der Fahrtskala um den Winkel ψ verdreht, der von dem maximalen Auftriebsbeiwert $C_{A_{max}}$ abhängt. Dieser maximale Auftriebsbeiwert $C_{A_{max}}$ ändert sich, wie gesagt, in Abhängigkeit von der Klappenstellung.

Durch Logarithmieren von Gleichung (3) und Einsetzen von $\ln v_s$ in Gleichung (6a) ergibt sich

$$\psi = \frac{a}{2} (\ln v_s - \ln C_{A_{max}}) + \frac{a}{2} (\ln 2 - \ln \rho_0) - a \ln v_a. \quad (8)$$

Dabei ist a wieder der Proportionalitätsfaktor der Fahrtskala 12 und des Zeigerausschlages. Die erste Klammer ist variabel, während die beiden anderen Terme nur Konstanten enthalten.

Bei einer bestimmten Fluggeschwindigkeit v ist der Zeigerausschlag nach Gleichung (6) bestimmt. Der Winkel α zwischen der Zeigerstellung und dem » $k=1$ «-Punkt ist

$$\alpha = \psi - \varphi. \quad (9)$$

Aus Gleichung (6) und (6a) ergibt sich

$$\alpha = a (\ln v - \ln v_a) - a (\ln v_s - \ln v_a) \quad (10)$$

oder

$$\alpha = a \ln \frac{v}{v_s} = a \ln k$$

in Übereinstimmung mit Gleichung (7). Über der in der beschriebenen Weise beweglichen Skala 16 wird also das Verhältnis k von Fahrt zu Abreißgeschwindigkeit richtig angezeigt.

Mit dem beschriebenen Gerät lassen sich alternativ fünf für den Strömungszustand des Flugzeugs wichtige Betriebswerte einstellen. Die Wahl der Betriebsarten erfolgt durch Drücken einer der Tasten 42, 40, 38, 44 oder 46. Es wird dann der Sollwertzeiger 48 über einen internen Regelkreis auf den zugehörigen Fahrt sollwert eingestellt. Die Betriebsarten sind gegeneinander verriegelt. Die jeweils gewählte Betriebsart wird durch Aufleuchten einer Anzeigelampe in der entsprechenden Taste angezeigt. Die Betriebsarttasten 38, 40 und 42 sind mit den jeweiligen Einstellpotentiometern kombiniert. Die Betriebsarten sind:

1. Einhaltung einer vom Piloten eingegebenen Machzahl. Dazu wird Taste 42 vom Piloten gedrückt und die Machzahl mittels des damit verbundenen Potentiometer-Stellknopfes eingestellt bzw. der vorher eingestellte Wert übernommen.
2. Einhaltung einer vom Piloten eingegebenen Fahrt. Dazu wird Taste 40 vom Piloten gedrückt und die Fahrt mittels des damit verbundenen Potentiometer-Stellknopfes eingestellt bzw. der vorher eingestellte Wert übernommen.

3. Einhaltung eines vom Piloten vorgegebenen Sicherheitsabstandes (d. h. » k -Wertes) von der Abreißgeschwindigkeit v_s . Dazu wird Taste 38 vom Piloten gedrückt und der » k -Wert mittels des damit verbundenen Potentiometer-Stellknopfes eingestellt bzw. der vorher eingestellte Wert übernommen.

4. Fliegen mit größtem Bahnwinkel. Dazu wird, wie oben erwähnt, Taste 46 gedrückt.

5. Fliegen mit größter Steiggeschwindigkeit. Dazu wird, wie ebenfalls oben schon erwähnt, Taste 44 gedrückt.

Die Betriebsarten 3, 4 und 5 geben unmittelbar einen kommandierten Auftriebsbeiwert C_{Asoll} vor. Die Abweichung zwischen Sollwertanzeiger 48 und Fahrtanzeiger 20 kann vom Piloten oder vom Autopiloten ausgeregelt werden.

Wenn ein Auftriebsbeiwert C_{Asoll} kommandiert ist, dann soll der Sollwertanzeiger 48 sich automatisch auf den zugehörigen Fahrtssollwert einstellen. Dabei muß auch das Fluggewicht G ermittelt werden, da die zu einem vorgegebenen Auftriebsbeiwert gehörige Fahrt vom Fluggewicht abhängig ist.

Gemessen werden die tatsächliche Fahrt bzw. der tatsächlich auftretende Staudruck q und der tatsächliche Auftriebsbeiwert C_A , der beispielsweise von einer Meßvorrichtung nach Art der DE-OS 24 30 805 geliefert wird. Vorgegeben wird ferner der kommandierte Auftriebsbeiwert, der vom Piloten an dem Stellknopf 38 oder durch die Tasten 44 und 46 eingestellt wird. Schließlich liefert ein auf die Flugzeuggeometrie, z. B. Klappenstellung ansprechender Geber ein den maximalen Auftriebsbeiwert C_{Amax} wiedergebendes Signal.

Mit q_{soll} ist nachstehend der Wert des Staudruckes bezeichnet, welcher der tatsächlichen Stellung des Sollwertzählers 48 auf der Fahrtsskala 12 entspricht. Mit q_{soll} ist dagegen der Sollwert des Staudrucks bezeichnet, der genau dem kommandierten Auftriebsbeiwert C_{Asoll} entspricht. Der Sollwertzähler 48 soll diesem Wert q_{soll} durch einen instrumenteninternen Regelkreis nachgeführt werden. Dieser Regelkreis hat nichts mit der manuellen oder automatischen Fahrtregelung des Flugzeuges zu tun. In dem Regelkreis hat die Größe q_{soll} die Funktion der Führungsgröße, während die Größe $q_{soll,r}$ die Regelgröße darstellt, welche dieser Führungsgröße nachgeführt wird. Da der Sollwert q_{soll} des Staudrucks wegen der Abhängigkeit vom Fluggewicht in nicht eindeutiger Weise von dem kommandierten Auftriebsbeiwert C_{Asoll} abhängt, wird der Regelkreis ziemlich verwickelt. Die Abhängigkeiten sollen daher stufenweise unter vereinfachenden Annahmen untersucht werden.

Es sei zunächst angenommen, daß durch den Piloten oder Autopiloten der kommandierte Auftriebsbeiwert genau eingehalten wird.

Der dem kommandierten Auftriebsbeiwert C_{Asoll} entsprechende Sollwert q_{soll} des Staudruckes ergibt sich zu

$$q_{soll} = \frac{1}{C_{Asoll}} \quad (14)$$

mit

$$g_s = \frac{n \cdot G}{S}.$$

Dabei ist die Größe g_s in die das Fluggewicht und das Lastvielfache n eingeht, nicht genau bekannt. Dementsprechend ist der sich rechnerisch aus Gleichung (14) ergebende Wert q_{soll} , auf den der Sollwertanzeiger 48 eingestellt wird, mit einem Fehler Δq_s behaftet.

$$\Delta q_s = q_{soll} - q_{soll,r}. \quad (15)$$

Wenn nun, wie angenommen, der kommandierte Auftriebsbeiwert C_{Asoll} genau eingehalten wird, dann ist der richtige Sollwert q_{soll} des Staudruckes gleich dem tatsächlich gemessenen Staudruck q . Es ist also

$$\Delta q_s = q - q_{soll,r}. \quad (16)$$

Der Regelkreis muß den Anzeigefehler Δq_s des Staudrucksollwertes zum Verschwinden bringen. Es würde also praktisch der Sollwertanzeiger 48 dem Zeiger 20 nachgeführt.

Der Fehler Δq_s beruht auf einem Fehler in der Bestimmung von g_s . Der fehlerhafte Wert von g_s , der zu dem fehlerhaften Wert q_{soll} führt, sei mit g_{sm} bezeichnet. Die Abweichung dieses Wertes g_{sm} von dem (unbekannten) richtigen Wert g_s ist mit Δg_s bezeichnet. Es ist also

$$g_s = g_{sm} + \Delta g_s. \quad (17)$$

Eingesetzt in Gleichung (14), ergibt sich

$$q_{soll} = (g_{sm} + \Delta g_s) \frac{1}{C_{Asoll}} \quad (18)$$

oder

$$q_{soll,r} + \Delta q_s = \frac{g_{sm}}{C_{Asoll}} + \frac{\Delta g_s}{C_{Asoll}}.$$

Über einen Koeffizientenvergleich ergibt sich

$$q_{soll,r} = \frac{g_{sm}}{C_{Asoll}}. \quad (18a)$$

$$\Delta q_s = \frac{\Delta g_s}{C_{Asoll}}. \quad (18b)$$

Setzt man diese Ausdrücke in Gleichung (16) ein, so ergibt sich

$$\Delta g_s = q C_{Asoll} - g_{sm}. \quad (19)$$

Der Anzeigefehler Δq_s ist als Unterschied der Stellungen von Sollwertzähler 48 und Fahrtzähler 20 meßbar und wird in dem instrumenteninternen Regelkreis durch Variation der bei der Berechnung des Staudruck-Sollwertes q_{soll} , benutzten Größe g_s zu null gemacht. Es wird hierzu eine PI-Regelung benutzt, d. h. der Regelkreis bildet bei Auftreten eines Anzeigefehlers Δq_s die Größe g_s nach der Beziehung

$$g_s = g_{sm} + r_0 \Delta q_s + r_1 \int \Delta q_s dt. \quad (20)$$

Es ist somit

$$q_{soll,r} = \frac{1}{C_{Asoll}} (g_{sm} + r_0 (q_{soll,r} - q) + r_1 \int (q_{soll,r} - q) dt). \quad (21)$$

Die Beziehung zwischen q und $q_{soll,r}$ wird übersichtlicher mit Hilfe der Laplace-Transformation:

$$q_{soll,r} = \frac{(r_1 + r_0 s) q - g_{sm} \cdot s}{r_1 + (r_0 - C_{Asoll}) s}, \quad (22)$$

wobei s die Variable der Laplace-Transformierten ist.

Bei einer sprungförmigen Veränderung des Staudrucks q , z. B. infolge einer Änderung des Lastvielfachen, und exakter Einhaltung des kommandierten Auftriebsbeiwertes C_{Asoll} ergibt sich somit folgende Änderung von $q_{soll,r}$, also folgende Bewegung der Sollwertmarke 48: Zunächst läuft die Sollwertmarke durch den Proportionalanteil der Regelung sprungartig in eine neue Stellung. Von dieser Stellung aus läuft sie durch den Integralanteil der Regelung mit einer Zeitkonstanten

$$T = \frac{r_0 - C_{Asoll}}{r_1}. \quad (23)$$

in die dem richtigen Sollwert q_{soll} entsprechende

$$q = q_{soll} - \Delta q = \frac{1}{C_{Asoll} - \Delta C_A} g_s = \frac{g_s}{C_{Asoll}} \cdot \frac{1}{1 - \frac{\Delta C_A}{C_{Asoll}}}. \quad (26)$$

Unter der weiteren Annahme kleiner Abweichungen

$$\frac{\Delta C_A}{C_{Asoll}} \ll 1$$

lässt sich Gleichung (17) in eine Reihe entwickeln und entsprechend vereinfachen:

$$q_{soll} - \Delta q \approx \frac{g_s}{C_{Asoll}} \left(1 + \frac{\Delta C_A}{C_{Asoll}} \right) \quad (27)$$

oder wegen Gleichung (14)

$$\Delta q = - \frac{g_s \Delta C_A}{C_{Asoll}^2} \quad (28)$$

und, wieder wegen Gleichung (14)

$$\Delta q = - \frac{q_{soll}}{C_{Asoll}} \Delta C_A. \quad (29)$$

Damit sind alle erforderlichen Gleichungen zusammengestellt, um die korrekte Stellung des Sollwertzeiters 48 zu ermitteln und herzustellen. Dabei wird wie folgt vorgegangen:

$$q_{soll} = q + \Delta q.$$

Es wird q gemessen, Δq wird bestimmt aus

$$q = - \frac{g_s}{C_{Asoll}^2} \Delta C_A.$$

Dabei wird C_{Asoll} vorgegeben, C_A wird gemessen, und ΔC_A wird dann bestimmt aus

$$\Delta C_A = C_{Asoll} - C_A.$$

Stellung ein, die unter der hier gemachten Annahme mit der Stellung des Zeigers 20 übereinstimmt.

Die vorstehenden Untersuchungen gingen von der Annahme einer exakten Einhaltung des aerodynamischen Strömungszustandes aus. Diese Einschränkung ist unrealistisch, und es müssen auch Abweichungen des tatsächlichen Auftriebsbeiwertes C_A von dem kommandierten Auftriebsbeiwert C_{Asoll} und des tatsächlichen Staudrucks q von dem sich aus dem kommandierten Auftriebsbeiwert C_{Asoll} nach Gleichung (14) — auch bei richtigem g_s — ergebenden Staudruck-Sollwert q_{soll} berücksichtigt werden. Es ist

$$\Delta C_A = C_{Asoll} - C_A, \quad (24)$$

$$\Delta q = q_{soll} - q. \quad (25)$$

Unter der vorläufigen Annahme, daß g_s genau bekannt und dementsprechend q_{soll} exakt ermittelt ist, ergibt sich aus den Gleichungen (14), (24) und (25):

g_s wird nach dem oben unter Annahme exakter Einhaltung des aerodynamischen Strömungszustandes beschriebenen Verfahren bestimmt. Der Anfangswert g_{sm} der in Rechnung gesetzten Flächenbelastung kann aus

$$g_{sm} = C_A \cdot q \quad (30)$$

gewonnen werden. Bei starker Turbulenz ist der aus dem Auftriebsbeiwert C_A und dem Staudruck q ermittelte Wert stark verrauscht und stört den Regelkreis erheblich. Es kann daher zweckmäßig statt dessen ein wahrscheinlicher Wert von g_{sm} fest vorgegeben werden. Da der Regelkreis integrales Verhalten aufweist, hat der Anfangswert nur Einfluß auf das Einschaltverhalten nicht aber auf den Endwert.

Bei korrekter Arbeitsweise des Regelkreises zum Einstellen eines Sollwertes der Fahrt bei Vorgabe eines Sollwerts des Auftriebsbeiwertes C_{Asoll} stellt sich durch die oben beschriebene PI-Regelung in dem Regelkreis ein Signal ein, das genau den Wert g_s wiedergibt. Das Fluggewicht G ergibt sich dann zu

$$G = g_s \cdot \frac{S}{n}. \quad (31)$$

Das Lastvielfache n kann direkt mittels eines flugzeugfest installierten Vertikalbeschleunigungsmessers gewonnen werden. Bezeichnet \ddot{z} die Vertikalbeschleunigung, so ist

$$n = \frac{\ddot{z}}{g}. \quad (32)$$

Das Fluggewicht ergibt sich dann zu

$$G = S \cdot g \cdot g_s \cdot \frac{1}{n}. \quad (34)$$

Der Regelkreis ist in Fig. 2 als Blockschaltbild dargestellt.

Als Meßwertgeber sind ein Vertikalbeschleunigungsmesser 50, ein Staudruckmesser 52 und eine Meßvorrichtung 54 für den Auftriebsbeiwert C_A vorgesehen, welche letztere nach Art der DE-OS 24 30 805 aufgebaut sein kann. Ein Sollwertgeber 56 liefert ein Signal, das den Sollwert $C_{A,0}$ des Auftriebsbeiwertes wiedergibt. Ein Klappenfühler 58 liefert in üblicher Weise ein die Stellung der Landeklappen wiedergebendes Signal η_K . Dieses Signal η_K ist auf einen Funktionsgeber 60 geschaltet, welcher nach den bekannten Charakteristiken des Flugzeuges ein Ausgangssignal liefert, das den maximalen Auftriebsbeiwert $C_{A,max}$ wiedergibt.

Das Signal $C_{A,0}$ des Sollwertgebers 56 und das Signal C_A der Meßvorrichtung 54 sind in einem Summierpunkt 62 gegeneinander geschaltet. Es wird so ein Signal ΔC_A erhalten. Dieses Signal ΔC_A liegt als Zählergröße an einem Eingang eines ersten Quotientenbildners 63 an. An dem anderen Eingang des ersten Quotientenbildners 63 liegt das Signal $C_{A,0}$ von dem Sollwertgeber 56. Der Ausgang des ersten Quotientenbildners 63 liegt an einem Eingang eines Multipliziergliedes 64. An dem anderen Eingang des Multipliziergliedes 64 liegt der Ausgang eines zweiten Quotientenbildners 66. Der Ausgang des Multipliziergliedes 64 wird an einem Summationspunkt 68 dem Signal q des Staudruckmessers 52 überlagert. Dem so erhaltenen Signal wird in einem Summationspunkt 70 der Ausgang des Quotientenbildners 66 entgegengeschaltet, wodurch – wie noch gezeigt wird – ein Anzeigefehlersignal erzeugt wird, das dem Anzeigefehler des Sollwertzeigers 48 entspricht. Dieses Anzeigefehlersignal wird einmal, wie bei 72 angedeutet ist, direkt mit einem Faktor n_0 und zum anderen über einen Integrator 74 und, wie bei 76 angedeutet ist, mit einem Faktor n_1 auf zwei Eingänge eines Summierverstärkers 78 geschaltet. Auf einen dritten Eingang des Summierverstärkers 78 wird ein festes Signal gegeben, das den wahrscheinlichen Wert von g_m , also den Anfangswert der in der Rechnung gesetzten Flächenbelastung wiedergibt. Der Ausgang des Summierverstärkers 78 liegt als Zählergröße an einem Eingang des zweiten Quotientenbildners 66. An dem anderen Eingang des Quotientenbildners 66 liegt als Nennergröße das Signal $C_{A,0}$ des Sollwertgebers 56.

Der Ausgang des Summierverstärkers 78 liegt außerdem als Zählergröße an einem dritten Quotientenbildner 80 an. An dem anderen Eingang des Quotientenbildners 80 liegt als Nennergröße der Ausgang \dot{z} des Vertikalbeschleunigungsmessers 50. Der Ausgang des Quotientenbildners 80 wird, wie bei 82 angedeutet, mit einem festen Faktor $S \cdot g$ multipliziert und durch einen Filter 84 geglättet. Das so erhaltene Signal repräsentiert, wie noch erläutert wird, das Fluggewicht G .

Das Ausgangssignal C_A der Meßvorrichtung 54 für den Auftriebsbeiwert liegt zusammen mit dem Signal $C_{A,0}$ des Funktionsgebers 60 an einem vierten Quotientenbildner 86 an, der gemäß Gleichung (5a) ein das Quadrat des Verhältnisses von Fahrt und Abreißgeschwindigkeit k^2 liefert.

Das Ausgangssignal q des Staudruckmessers 52 ist auf ein Logarithmierglied 88 geschaltet. Der Ausgang des Logarithmiergliedes 88 wird, wie bei 90 angedeutet ist, mit einem Faktor 0,5 multipliziert und liegt an einem Eingang des Summierverstärkers 92 an. An einem anderen Eingang des Summierverstärkers 92 liegt ein

Signal an, das den Ausdruck

$$\frac{1}{2} (\ln 2 - \ln \rho_0) - \ln v_a$$

5 repräsentiert, wobei, wie gesagt, ρ_0 die Luftdichte auf Meereshöhe und v_a der Anfangswert der Fahrtsskala ist. In der Praxis wird dieses Signal empirisch justiert, so daß für den Staudruck, welcher der Fahrt v_a entspricht, 10 das Ausgangssignal des Summierverstärkers 92 verschwindet. Das Ausgangssignal des Summierverstärkers 92 beaufschlägt ein Meßwerk 94, das den Zeiger 20 auslenkt.

Der Ausgang des zweiten Quotientenbildners 66 liegt 15 über ein Glättungsglied 96 an einem Logarithmierglied 98 an. Der Ausgang des Logarithmiergliedes 98 wird, wie bei 100 angedeutet ist, mit einem Faktor 0,5 multipliziert und liegt an einem Eingang eines Summierverstärkers 102 an. An dem anderen Eingang 20 des Summierverstärkers 102 liegt – ähnlich wie bei dem Verstärker 92 – ein Signal entsprechend

$$\frac{1}{2} (\ln 2 - \ln \rho_0) - \ln v_a$$

25 an. Der Ausgang des Summierverstärkers 102 beaufschlägt eine Stellvorrichtung 104 für den Sollwertzeiger 48.

Das dem maximalen Auftriebsbeiwert $C_{A,max}$ entsprechende Ausgangssignal des Funktionsgebers 60 liegt an einem Logarithmierglied 106 an. Der Ausgang des Logarithmiergliedes 106 liegt an einem Eingang eines Differenzverstärkers 108 an. Das Ausgangssignal des Summierverstärkers 78, welcher die effektive Flächenbelastung g , repräsentiert, liegt an dem Logarithmierglied 110 an, dessen Ausgangssignal auf den anderen Eingang des Differenzverstärkers 108 geschaltet ist. Der Ausgang des Summierverstärkers 108 wird, wie bei 112 angedeutet, mit 0,5 multipliziert und auf einem 35 Summierverstärker 114 gegeben. An einem anderen Eingang des Summierverstärkers 114 liegt ein Signal, 40 welches die Größe

$$U_0 = \frac{1}{2} [\ln 2 - \ln \rho_0] - \ln v_a$$

45 repräsentiert. Der Ausgang des Summierverstärkers 114 beaufschlägt einen Stellmechanismus 116 zur Verstellung der beweglichen Skala. In der Praxis wird 50 das vorerwähnte Signal am anderen Eingang des Summierverstärkers 114 empirisch so eingestellt, daß der Skalenanfang ($k-1$) der beweglichen Skala 16 bei einem bestimmten bekannten aerodynamischen Strömungszustand und einem bestimmten bekannten Fluggewicht auf dem Punkt der Fahrtsskala 12 steht, welcher 55 dem zugehörigen Wert der Abreißgeschwindigkeit zugeordnet ist.

Die beschriebene Anordnung wirkt wie folgt:

Der Ausgang des Summierverstärkers 78 liefert im 60 Rahmen der PI-Regelung ein Signal, das entsprechend Gleichung (20) auf einen Wert einläuft, welcher dem richtigen Wert g , der effektiven Flächenbelastung entspricht. Der Quotientenbildner 66 dividiert g , von Gleichung (20) durch $C_{A,0}$, liefert also an seinem 65 Ausgang $q_{A,0}$, von Gleichung (21). Der Quotientenbildner 63 dividiert ΔC_A durch $C_{A,0}$. Am Ausgang des Multipliziergliedes 64 erscheint daher Δq gemäß Gleichung (28). In dem Summationspunkt 68 wird

$q + \Delta q$, also nach Gleichung (25) der tatsächliche dem kommandierten Auftriebsbeiwert entsprechende Sollwert q_{soll} des Staudrucks gebildet. In dem Summationspunkt 70 wird die Differenz $q_{soll} - q_{soll,r}$ gebildet. Das ist nach Gleichung (16) der Anzeigefehler Δq , der Anzeige des Staudruck-Sollwertes durch den Sollwertzeiger 48. Diese Größe Δq , bildet richtig den Eingang des »PI-Reglers« 72, 74, 76, 78 und wird durch diesen durch Änderung von q_{soll} , auf null geregelt. $q_{soll,r}$ folgt durch diese Regelung q_{soll} nach. Das geglättete $q_{soll,r}$ -Signal liefert somit auch bei Änderungen des Fluggewichtes G im Gleichgewichtszustand stets korrekt den Sollwert q_{soll} des Staudrucks, der einem kommandierten Auftriebsbeiwert entspricht.

Die Auslenkung des Zeigers 20 soll logarithmisch von der Fahrt abhängen. Dementsprechend wird das Staudrucksignal q logarithmiert und der Logarithmus mit 0,5 multipliziert, was der Bildung der Quadratwurzel aus q entspricht. Dem so erhaltenen Signal

$$\frac{1}{2} \ln q$$

wird im Summierverstärker 92 das Signal

$$\frac{1}{2} (\ln 2 - \ln \varrho_0) - \ln v_a$$

überlagert. Das Meßwerk 94 erhält daher ein Signal

$$\frac{1}{2} (\ln q + \ln 2 - \ln \varrho_0) - \ln v_a,$$

und das ist wegen

$$v = \sqrt{\frac{2}{\varrho_0} \cdot q}$$

$\ln v - \ln v_a$. Die Anzeige des Meßwerkes 94 ist daher eine logarithmische Fahrtanzeige mit einem Skalenanfang v_a .

In der gleichen Weise wird das q_{soll} -Signal durch das Logarithmierglied 98, die Multiplikation bei 100 und den Summierverstärker 102 in eine logarithmische Einstellung des Sollwertzeigers 48 über der Fahrtskala 12 umgesetzt.

Der Ausgang des Summierverstärkers 78 liefert, wie erläutert, die effektive Flächenbelastung g_s . Der Quotientenbildner 80 bildet $g_s/2$ Multipliziert mit $S \cdot g$ bei 82 ergibt sich nach Gleichung (34) ein das Fluggewicht G wiedergebendes Signal. Da das Vertikalbeschleunigungssignal \ddot{z} stark verrauscht ist und andererseits das Fluggewicht sich nur langsam ändert, wird das Signal durch das Filter 84 geglättet. Es wird durch den Digitalanzeiger 28 (Fig. 1) angezeigt.

Der Differenzverstärker 108 liefert ein Signal $\ln g_s - \ln C_{Amax}$. Mit 0,5 multipliziert liegt am Eingang des Summierverstärkers 114 dann ein Signal

$$\frac{1}{2} (\ln g_s - \ln C_{Amax}).$$

Diesem Signal wird ein fester Wert

$$U_0 = \frac{1}{2} (\ln 2 - \ln \varrho_0) - \ln v_a$$

an dem Summierverstärker 114 überlagert. Am Aus-

gang des Summierverstärkers 114 ergibt sich dann

$$\frac{1}{2} (\ln g_s - \ln C_{Amax}) + \frac{a}{2} (\ln 2 - \ln \varrho_0) - a v_a,$$

also abgesehen von den Proportionalitätsfaktor der Wert von ψ gemäß Gleichung (8). Um diesen Winkel wird die Skala 16 verdreht.

Durch die Erfahrung wird somit ein Fahrtanzeiginstrument geschaffen, bei welchem außer einer üblichen

10 Fahrtanzeige weiterhin über einer sich automatisch entsprechend maximalem Auftriebsbeiwert und Fluggewicht einstellenden zweiten Skala das Verhältnis von Fahrt zu Abreißgeschwindigkeit ständig angezeigt wird.

15 Es kann an dem Fahrtanzeiginstrument weiterhin ein Sollwert C_{Asoll} des Auftriebsbeiwertes vorgegeben werden. Ein Sollwertzeiger läuft dann automatisch in eine Position auf der Fahrtskala, die unter Berücksichtigung von Fluggewicht und maximalem Auftriebswert dem zugehörigen Fahrt sollwert entspricht. Es erfolgt

20 schließlich eine digitale Anzeige des Fluggewichts.

Der interne Regelkreis zur Ermittlung des Fahrt sollwertes kann gegebenenfalls vereinfacht werden, indem als

$$g_s = g_{sm} = C_A \cdot q \quad (30a)$$

25 angenommen wird. Es ergibt sich dann die in Fig. 3 dargestellte vereinfachte Anordnung, wobei in Fig. 3 für entsprechende Teile die gleichen Bezugssymbole benutzt sind wie in den Fig. 1 und 2.

30 Bei der Ausführung nach Fig. 3 wird das den Staudruck q wiedergebende Signal von dem Staudruckmesser 52 zusammen mit dem den Auftriebsbeiwert C_A wiedergebenden Signal von der Meßvorrichtung 54 einem Multiplizierglied 118 zugeführt. Das Ausgangssignal des Multipliziergliedes 118, das nach Gleichung

35 (30a) der effektiven Flächenbelastung g_s entspricht, wie sie in Fig. 2 als Signal am Ausgang des Summierverstärkers 78 erscheint, wird auf ein Glättungsfilter 84 gegeben, das in seiner Funktion dem entsprechend bezeichneten Filter in Fig. 2 entspricht. Im übrigen erfolgt die Verarbeitung der Signale im oberen Teil von Fig. 3 in gleicher Weise wie in Fig. 2 zur Erzielung einer Fahrtanzeige, einer Anzeige des Fluggewichts G und einer Verstellung der »kk«-Skala 16.

40 In Fig. 3 sind weiterhin jedoch die internen Regelkreise für die Einstellung des Sollwertzeigers 48 bei den verschiedenen obenerwähnten Betriebsarten dargestellt.

45 Die Regelkreise zur Einstellung des Sollwertzeigers 48 enthalten gemeinsam das Filter 120, das den halb logarithmierten Sollwert des Staudrucks $\frac{1}{2} \ln q_{soll}$ glättet,

und den Summationsverstärker 102, der dem ebenso bezeichneten Teil von Fig. 2 entspricht und der in Fig. 3 nur als Summationspunkt dargestellt ist. Dort wird eine Spannung

$$U_0 = \frac{1}{2} (\ln 2 - \ln \varrho_0) - \ln v_a$$

50 überlagert.

Wenn zu $\frac{1}{2} \ln q_{soll}$ die Spannung U_0 addiert wird, ergibt sich

$$\frac{1}{2} (\ln q_{soll} + \ln 2 - \ln \varrho_0) - \ln v_a = \ln \sqrt{\frac{2 q_{soll}}{\varrho_0}} - \ln v_a = \ln v_{soll} - \ln v_a.$$

Es erfolgt somit dann richtig eine logarithmische Anzeige des Fahrtssollwertes v_{soll} wobei bei einem der Fahrt v_s entsprechenden Staudruck-Sollwert das auf die Stellvorrichtung 104 gegebene Signal Null wird und der Sollwertzeiger 48 auf dem Skalenanfang der Fahrtsskala 12 steht.

Die Schalter 38, 46, 44, 40 und 42 für die verschiedenen Betriebsarten sind in Fig. 3 als Kontakte 38', 46', 44', 40' und 42' eines Wählschalters 122 dargestellt, durch welche jeweils genau einer der internen Regelkreise 124, 126, 128, 130 und 132 auf den Eingang des Filters 120 schaltbar ist.

Wenn die Machzahl Ma_{soll} mittels des Stellknopfes 42 kommandiert wird, wobei der Schaltarm 134 des Wählschalters 122 in seiner untersten Stellung ist, so ergibt sich folgendes:

Der Staudruck q hängt mit der Machzahl Ma nach der folgenden Beziehung zusammen:

$$q = \frac{\varrho_0}{2} v_{IAS}^2 = \frac{\varrho}{2} v_{IAS}^2 = \frac{x}{2} p(h) Ma^2, \quad (35) \quad 20$$

$$\frac{1}{2} \ln q_{soll} = \frac{1}{2} (\ln x - \ln 2) + \frac{1}{2} \ln p + \ln Ma_{soll} \quad (38)$$

addiert man hierzu

$$U_0 = \frac{1}{2} (\ln 2 - \ln \varrho_0) - \ln v_a,$$

so ergibt sich

$$\frac{1}{2} (\ln x - \ln \varrho_0) + \frac{1}{2} \ln p + \ln Ma - \ln v_a = \ln Ma_{soll} \sqrt{\frac{x \cdot p}{\varrho_0}} - \ln v_a = \ln v_{soll} - \ln v_a. \quad (39)$$

In dem internen Regelkreis 132 von Fig. 3 wird diese Operation durchgeführt.

Der Machzahlegeber 42' liefert ein der kommandierten Machzahl Ma_{soll} entsprechendes Signal. Dieses Signal wird durch ein Logarithmierglied 136 logarithmiert. In einem Summationspunkt 138 wird dem logarithmierten Signal $\ln Ma_{soll}$ ein konstantes Signal $\frac{1}{2} (\ln \varrho_0 - \ln 2)$ überlagert. Von einem Druckgeber 140

wird ein den statischen Druck p in der Flughöhe wiedergebendes Signal erzeugt. Dieses Signal wird mittels eines Logarithmiergliedes 142 logarithmiert und mit einem Faktor 0,5, wie bei 144 angegedeutet, ebenfalls auf den Summationspunkt 138 aufgeschaltet.

Es wird auf diese Weise die Gleichung (38) nachgebildet. Zu dem so erhaltenen Signal wird im Summationspunkt 102 in Analogie zu Gleichung (39) die konstante Spannung U_0 addiert, so daß ein Signal $\ln v_{soll} - \ln v_a$ erhalten wird. Es wird also der einer kommandierten Machzahl Ma_{soll} zugeordnete Fahrtssollwert v_{soll} logarithmisch angezeigt, wobei richtig dem Wert v_s der Skalenanfang der Fahrtsskala 12 entspricht.

Auf diese Anzeige des Fahrtssollwertes v_{soll} bei kommandierter Machzahl Ma kann u.U. verzichtet werden, da das Gerät die durch die digitalen Anzeigen 36 und 34 kommandierte und die tatsächliche Machzahl sowieso anzeigt. In diesem Falle müßte der Sollwertzeiger 48 bei Kommandieren einer Machzahl in eine eindeutige Stellung, z.B. an den Skalenanfang der Fahrtsskala 12, gefahren werden, um den Piloten nicht zu irritieren.

wobei

- v_{IAS} = angezeigte Geschwindigkeit,
- v_{TAS} = wahre Geschwindigkeit,
- ϱ_0 = Luftdichte in Meereshöhe,
- ϱ = Luftdichte,
- x = Isotropenexponent der Luft,
- $p(h)$ = statischer Luftdruck in der Höhe h .

Der einer kommandierten Machzahl Ma_{soll} entsprechende Staudruck-Sollwert q_{soll} ergibt sich zu

$$q_{soll} = \frac{x}{2} p Ma^2 = \frac{\varrho_0}{2} v_{soll}^2. \quad (36)$$

Es wird also

$$v_{soll}^2 = \frac{x}{\varrho_0} \cdot p Ma_{soll}^2. \quad (37)$$

Es wird

$$\frac{1}{2} \ln q_{soll} = \frac{1}{2} (\ln x - \ln 2) + \frac{1}{2} \ln p + \ln Ma_{soll} \quad (38)$$

Wenn die Fahrt v_c kommandiert werden soll, wird der Schaltarm 134 des Wählschalters 122 auf den zweituntersten Kontakt 40' geschaltet, so daß der interne Regelkreis 130 wirksam wird. Mittels des Fahrtssollwertgebers 40' wird ein die kommandierte Fahrt v_c wiedergebendes Signal erzeugt. Dieses Signal wird durch ein Logarithmierglied 146 logarithmiert. In einem Summationspunkt 148 wird dem Signal ein konstantes Signal

$$\frac{1}{2} (\ln 2 - \ln \varrho_0)$$

entgegengeschaltet, während im Summationspunkt 102 das Signal

$$U_0 = \frac{1}{2} (\ln 2 - \ln \varrho_0) - \ln v_a$$

addiert wird. Die Stellvorrichtung 104 für den Zeiger 48 erhält dann ein Signal

$$\ln v_c - \ln v_a,$$

d.h. der Sollwertzeiger 48 wird entsprechend dem Logarithmus der kommandierten Fahrt v_c ausgelenkt, wobei $v_c - v_a$ richtig dem Skalenanfang der Skala 12 entspricht.

Die internen Regelkreise 128 und 126 zum Fliegen mit größtem Bahnwinkel bzw. mit größter Steiggeschwindigkeit sind abgesehen von den numerischen Werten übereinstimmend aufgebaut, und daher wird nur der Regelkreis 128 näher beschrieben.

Ein Geber 150 gibt einen festen Wert $C_{Asoll} = C_{A(X)}$ vor, der dem Auftriebsbeiwert für maximalen Bahnwinkel entspricht. Es ist nach Gleichung (14)

$$q_{soll} = \frac{t_0}{2} v_{soll}^2 = \frac{g_s}{C_{Asoll}}.$$

Daraus folgt

$$\frac{1}{2} \ln q_{soll} = \frac{1}{2} (\ln g_s - \ln C_{Asoll}). \quad (40)$$

Addiert man dazu

$$U_0 = \frac{1}{2} (\ln 2 - \ln t_0) - \ln v_a,$$

so ergibt sich wie oben gezeigt, wieder $\ln v_{soll} - \ln v_a$.

Diese Operation wird in dem internen Regelkreis 128 mit den Signalen durchgeführt:

Das Signal $C_{Asoll} = C_{A(X)}$ vom Geber 150 wird durch ein Logarithmierglied 152 logarithmiert. Dem so erhaltenen Signal $\ln C_{Asoll}$ wird im Summationspunkt 154 ein Signal $\ln g_s$ entgegengeschaltet. Dieses letztere Signal wird vom Ausgang des Filters 84 über ein Logarithmierglied 110 erhalten, wobei das letztere gleichzeitig die Funktion des Logarithmiergliedes 110 von Fig. 2 erfüllt. Die Summe wird analog zu Gleichung (40) mit einem Faktor 0,5 aufgeschaltet, wie bei 156 angedeutet ist. Durch Addition des Signals U_0 im Summationspunkt 102 ergibt sich am Eingang der Stellvorrichtung 104 ein Signal $\ln v_{soll} - \ln v_a$.

Im internen Regelkreis 124 kann an einem » k «-Wertgeber 38 ein bestimmtes Verhältnis k_{soll} von Fahrt v und Abreißgeschwindigkeit v_s kommandiert werden.

Nach Gleichung (5a) ist

$$C_{Asoll} = \frac{C_{Amax}}{k_{soll}^2}.$$

Nach Gleichung (14) ist

$$q_{soll} = \frac{g_s}{C_{Asoll}} = \frac{k_{soll}^2 \cdot g_s}{C_{Amax}}.$$

Damit wird

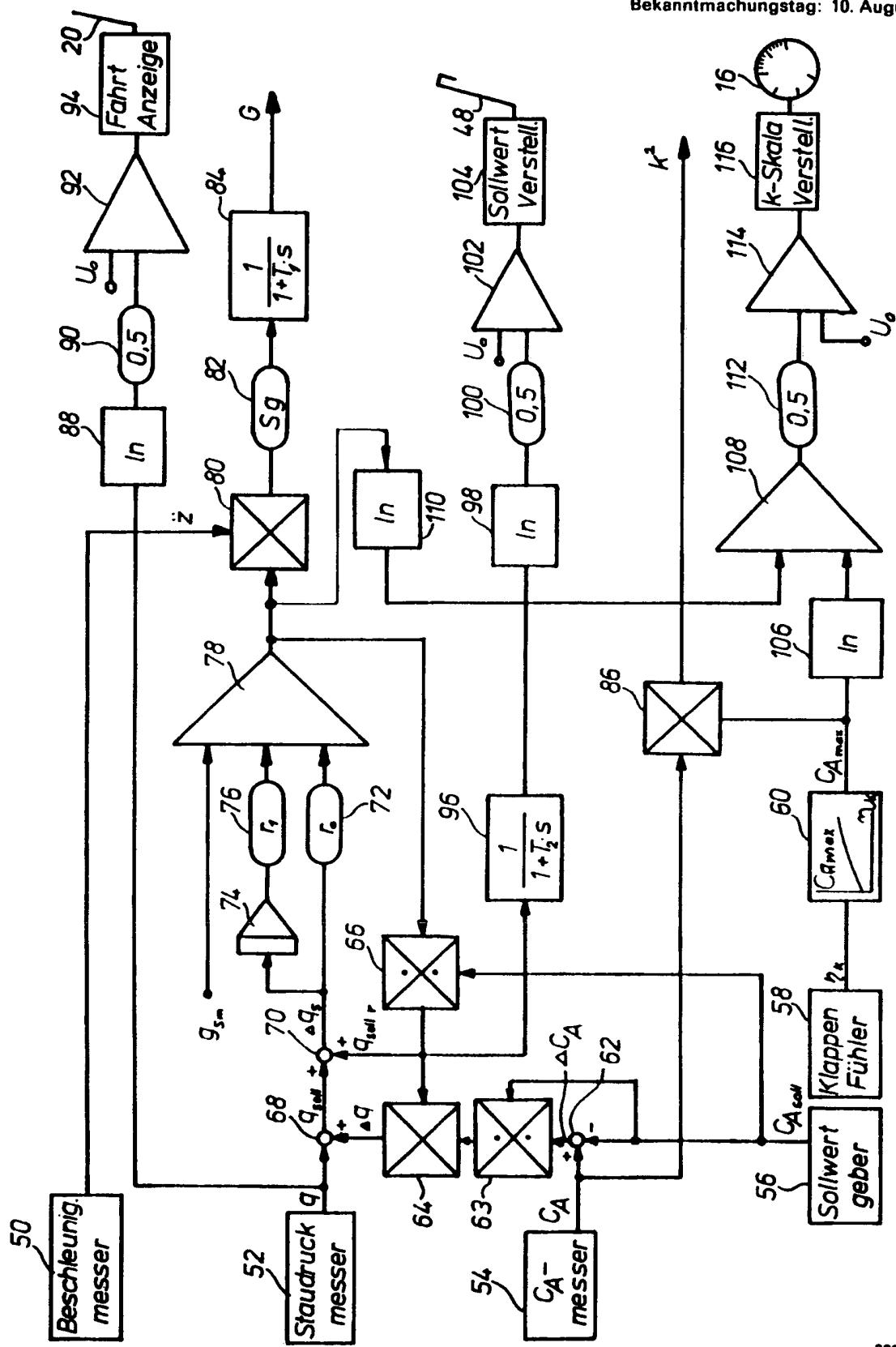
$$\frac{1}{2} \ln q_{soll} = \ln k_{soll} + \frac{1}{2} \ln g_s - \frac{1}{2} \ln C_{Amax}. \quad (42)$$

Diese Operation wird in dem Regelkreis 124 durchgeführt:

Das Signal k_{soll} von dem » k «-Wertgeber 38 wird durch ein Logarithmierglied 158 logarithmiert. Dem so erhaltenen Signal $\ln k_{soll}$ wird in einem Summationspunkt 160 ein Signal $\frac{1}{2} \ln C_{Amax}$ entgegengeschaltet, das von dem mit dem Faktor 0,5, wie bei 162 angedeutet, aufgeschalteten Ausgang des Logarithmiergliedes 106 erhalten wird. Ebenfalls mit dem Faktor 0,5, wie bei 164 angedeutet, wird im Summierpunkt 160 ein Signal $\ln g_s$ aufgeschaltet, das vom Ausgang des Logarithmiergliedes 110 erhalten wird.

In der obersten Stellung des Schaltarmes 134 des Wählschalters 122 wird das so erhaltene Signal nach Überlagerung des Signals U_0 im Summationspunkt 102 auf die Stellvorrichtung 104 geschaltet und bewirkt die Verstellung des Sollwertzählers 48 wieder in eine Stellung $\ln v_{soll} - \ln v_a$.

Hierzu 3 Blatt Zeichnungen



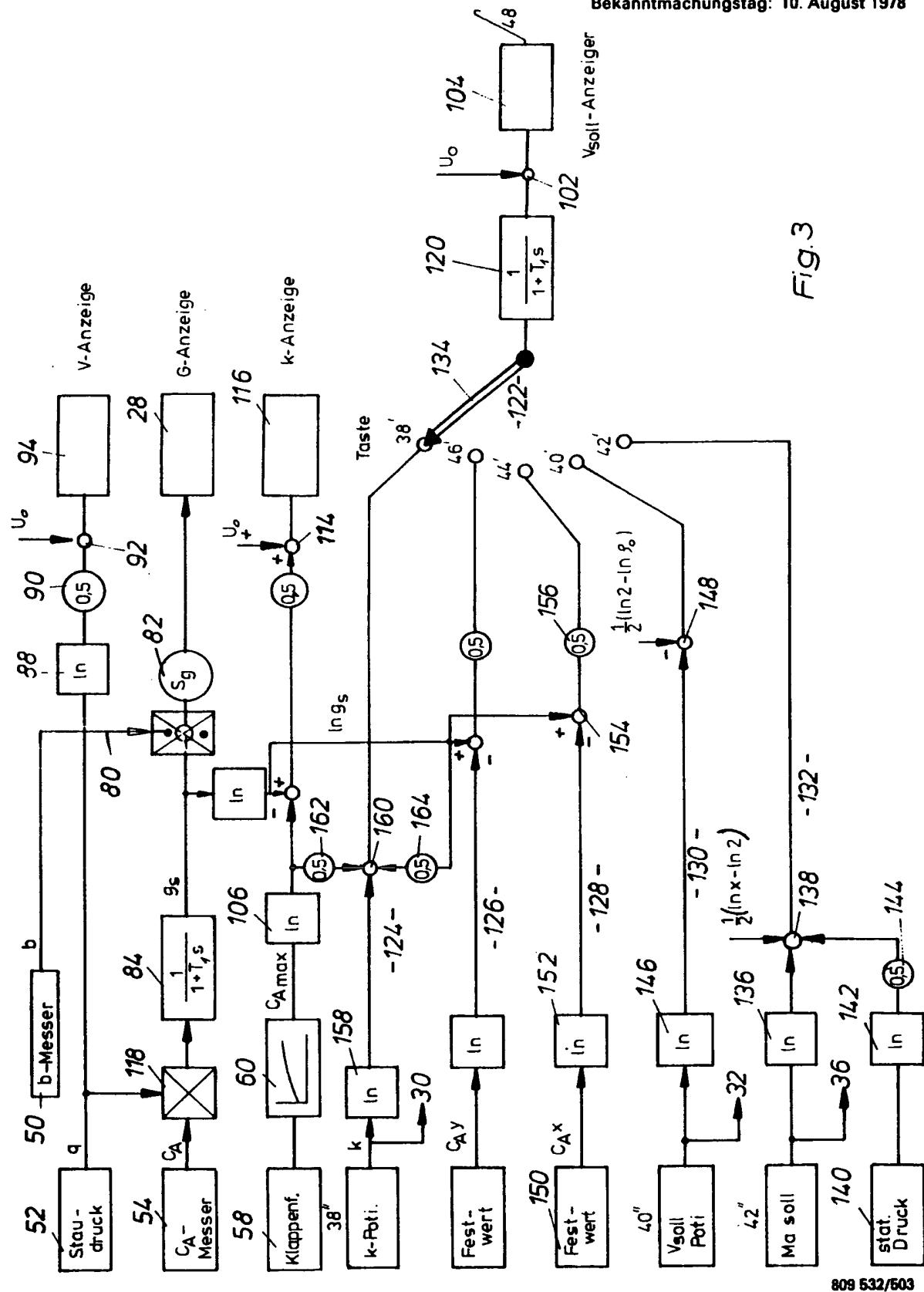


Fig. 3

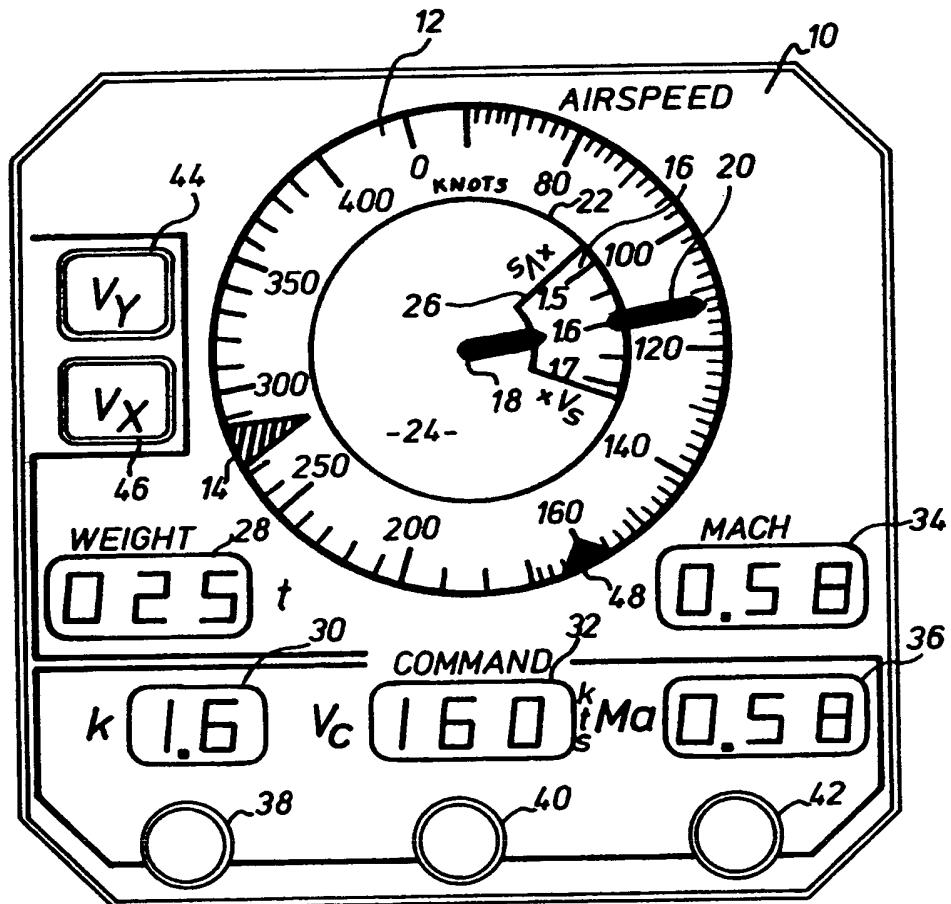


Fig.1